

⑫ 公開特許公報(A)

平2-183720

⑤ Int. Cl.³F 23 R 3/30
F 23 C 7/02
F 23 R 3/14

識別記号

3 0 1

庁内整理番号

7616-3G
6478-3K
7616-3G

⑬ 公開 平成2年(1990)7月18日

審査請求 未請求 請求項の数 2 (全4頁)

⑭ 発明の名称 ガスタービン燃焼器

⑮ 特 願 昭64-329

⑯ 出 願 昭64(1989)1月6日

⑰ 発 明 者 大 森 隆 司 茨城県土浦市神立町502番地 株式会社日立製作所機械研究所内

⑱ 発 明 者 石 橋 洋 二 茨城県土浦市神立町502番地 株式会社日立製作所機械研究所内

⑲ 発 明 者 井 上 洋 茨城県土浦市神立町502番地 株式会社日立製作所機械研究所内

⑳ 発 明 者 加 藤 文 雄 茨城県土浦市神立町502番地 株式会社日立製作所機械研究所内

㉑ 出 願 人 株式会社日立製作所 東京都千代田区神田駿河台4丁目6番地

㉒ 代 理 人 弁理士 小川 勝男 外2名

最終頁に続く

明 細 書

1. 発明の名称

ガスタービン燃焼器

2. 特許請求の範囲

1. 拡散燃焼のパイロットバーナと予混合バーナの組合せによるガスタービン燃焼器において、

頭部燃焼室中央部に拡散パイロットバーナを設け、外周側に環状旋回器を重ね合せる噴口部で、予混合バーナを設置し、前記予混合バーナの作動時は、燃焼負荷帯に見合った予混合気を分割された環状旋回噴口部を作動させることを特徴とするガスタービン燃焼器。

2. 特許請求の項第1項記載の燃焼器構造において、

前記頭部燃焼室中央部に燃料と空気を導き入れ、旋回器をもつパイロットバーナを設置し、その外周断面方向に環状で区分する流路部を重ね合せ、前記各流路部内に旋回羽根を設けて形成された分割中空部の上流端より、燃料ノズルを流路内に突出させ、燃料が各環状流路ごとに

分割導入ができるように、燃料系路を形成させ、各環状流路部は、更に外周方向に分割中空部を延長して円周状の空気導入口を形成し、その空気導入口の後流側近傍に燃焼室内へ空気をバイパスさせる環状流路部をもち、円周状の開口部を持つ空気バイパス流入口の形状が、前記空気導入口と同一直径で、空気調節リングを対応させ、空気導入口が全開の時空気バイパス流入口が全閉となるように、リング形状を移動可能にし、燃焼負荷帯に応じて燃料、及び、空気を調節して燃焼を行うことを特徴とするガスタービン燃焼器。

3. 発明の詳細な説明

(産業上の利用分野)

本発明は、ガスタービン燃焼器に係り、特に、窒素酸化物(No_x)の低減を目的としたパイロットバーナ付予混合燃焼器の構造に関する。

〔従来の技術〕

従来の低No_x燃焼器(コンバインドプラント用低No_xガスタービン燃焼器の開発第14回ガ

スタービン学会論文集(1987) p51~56) は、頭部副室で拡散燃焼、後部主室で予混合燃焼を行う二段燃焼方式である。低負荷時は拡散燃焼主体で、高負荷時は拡散火炎からの加熱作用により二段目の予混合燃焼を継続させる。特に、予混合燃焼では、燃料に対して空気量を調節し、燃空比制御による安定化を図る。

〔発明が解決しようとする課題〕

前記従来技術では、拡散燃焼部と予混合燃焼部が燃焼室の軸方向に離れて区分されているために、予混合燃焼の安定化を図るのに必要な拡散燃焼量は増大する。また、高負荷燃焼時も拡散燃焼と予混合燃焼を同時に行うので、大巾な低 NO_x 化燃焼は困難である。特に、予混合燃焼の空気量を制御すると拡散燃焼への空気量が変化し、予混合空気量を減少させると拡散燃焼は希薄側へ移行し、 CO 等の未燃分が発生する原因となる等の問題があった。

本発明の目的は、上記諸問題を解決する燃焼器であつて、超低 NO_x 化燃焼に有利な予混合燃焼

器構造を提供することにある。

〔課題を解決するための手段〕

上記目的は、燃焼室頭部断面状に拡散燃焼のパイロットバーナと予混合バーナを設置し、パイロットバーナは着火から低負荷時のみを作動させ、高負荷時は予混合バーナによる予混合燃焼を行う。特に、予混合バーナの構造は、パイロットバーナを中央部に隣接した外周半径方向に区分した流路部の噴口は多重円環状旋回器で形成し、各流路部に対して燃料系を個別に制御可能にして設置する。更に、各流路部の空気導入口に空気調節レングを設置して、各流路部への空気量を調節すると同時に、バイパス環状流路部を介して燃焼室後流側にバイパス空気を制御できるように構成する。

従つて、予混合バーナ近傍のパイロット炎での低負荷燃焼、予混合燃焼時は燃焼用空気気とバイパス空気の同時機能が燃焼場に、直接、影響を及ぼさないこと。噴口多重型により逆火防止等、広い負荷帯において予混合燃焼が改善される。

〔作用〕

〔実施例〕

第1図に本発明の燃焼器頭部縦断面を示す。外筒1、内筒2、予混合バーナ3で構成するガスタービン燃焼器の頭部で、予混合バーナ3の中央部に旋回器4を設置し、その上流側軸心部に燃料流路5と旋回器4に連なる環状空気流路6を頭部外周側より形成して、旋回器4内に燃料噴射孔7を設けてパイロットバーナ8を形成する。予混合バーナ3は、パイロットバーナ8の外周側断面方向へ環状に区分する流路部9、10、11に旋回羽根12、13、14を固定し、各流路部の旋回羽根で形成された分割流路部の上流端から突出するように燃料ノズル15、16、17を多数設置する。燃料ノズル15、16、17はバーナ本体18に固定され、燃料チャンパ19、20、21と燃料導入管22、23、24を設けて、各燃料25、26、27を分割導入調節ができるようにする。

一方、予混合空気28は、環状流路部9、10、11を外周半径方向に延長して、円周状の開口形状をもつ空気導入口29、30、31を形成し、

予混合燃焼時のパイロット炎は、着火と低負荷予混合燃焼の熱源であり、予混合バーナ近傍に高温火炎があることは保炎性能に非常に有利である。

一方、予混合燃焼では、燃料と空気を混合して燃焼室内に噴出するため、噴口形状が比較的大きくなる。この噴口部を区分して比較的狭い流路部で形成することにより、予混合気が負荷によつて増減する場合、内部流路に極端な中空部(デットスペース)の形成を防止する。特に、内部流動の過程で中空部が形成されると変流が起り、空気に対する燃料混入部では、空気速度勾配と燃料密度の不一致から混合が不良となり、噴出口では燃料濃度と噴出速度分布の異なりから逆火が発生する。また、燃空比制御では、予混合バーナの安定燃焼を継続するために、燃焼に必要な空気以外はバイパス空気として放出する。従つて、燃焼器内の圧力損失の増大防止、及び、バーナ近傍に余分な空気が流動しないため、安定燃焼が良好となる等、予混合燃焼の理想的な構造を確立することができる。

各空気導入口から後部に連なる同一円周状に開口部32をもつ空気バイパス環状流路部33を燃焼室内へ連通するように構成する。また、空気導入口29、30、31と空気バイパス開口部32の外周側に間隙を設けて空気調節リング34を対応させ、空気導入口29、30、31が全開の時開口部32が全閉となるように空気調節リング34を移動調節を可能にする。

従つて、着火時はパイロット燃料35とパイロットバーナ用空気36で拡散燃焼を行う。また、燃焼負荷の上昇に伴い、予混合バーナ3の燃料25に対して空気導入口29からの第一段空気、燃料26と空気導入口30の第二段空気、燃料27と空気導入口31から第三段空気等の予混合空気28を空気調節リング34を介して導き入れ、予混合気を作り燃焼負荷帯によつて、バーナの中央部より外周方向に燃焼を継続させる。この場合、予混合空気量に対して空気バイパス空気量のバランスを空気調節リング34と相互開口面積を設定することによつて圧損の増大や各バーナへの空気

供給量の変動を防止する。

第2図にガスタービン作動範囲における燃料制御運転法の一実施例を示す。パイロット燃料 F_P の作動範囲は、着火時からタービン負荷25%で全燃料の5~15%とし、無負荷以下の状態において、予混合バーナ的第一段燃料 $F_1 = 10\%$ をステップ状に導入と同時に $F_P = 10\%$ を減少して5%に一定にして、第一段燃料 $F_1 = 28\%$ 上昇させて無負荷条件にする。また、無負荷時は第一段燃料 F_1 をステップ状に8%減少させ、第二段燃料 $F_2 = 8\%$ 投入してパイロット燃料 $F_P = 5\%$ 、第一段燃料 $F_1 = 20\%$ 一定で F_3 燃料増加により負荷を上げる。更に、タービン負荷25%では、第一段燃料 $F_1 = 20\%$ 一定、第二段燃料 $F_2 = 35\%$ から30%に減少し、第三段燃料 $F_3 = 10\%$ をステップ状に投入し、パイロット燃料 $F_P = 0$ に調節して F_3 燃料により負荷の増大を図る。

定格時は、第一段燃料 $F_1 = 20\%$ 、第二段燃料 $F_2 = 30\%$ 、第三段燃料 $F_3 = 50\%$ で予混

合バーナを作動させ、予混合燃焼を継続させる。この場合、各段への予混合空気調整は、上記空気調節リングにより行い、燃焼条件としての燃空比は0.50以下にすることによつて、効果的な低 NO_x 燃焼を行うことができる。

〔発明の効果〕

本発明によれば、予混合バーナの燃空比制御が容易となり、広範囲の燃焼負荷に対して信頼性の高い運転が可能であるため、低 NO_x 化に有利な燃焼器を提供することができる。

4. 図面の簡単な説明

第1図は本発明の一実施例のガスタービン燃焼器の断面図、第2図は第1図の燃焼器における燃料制御運転の説明図である。

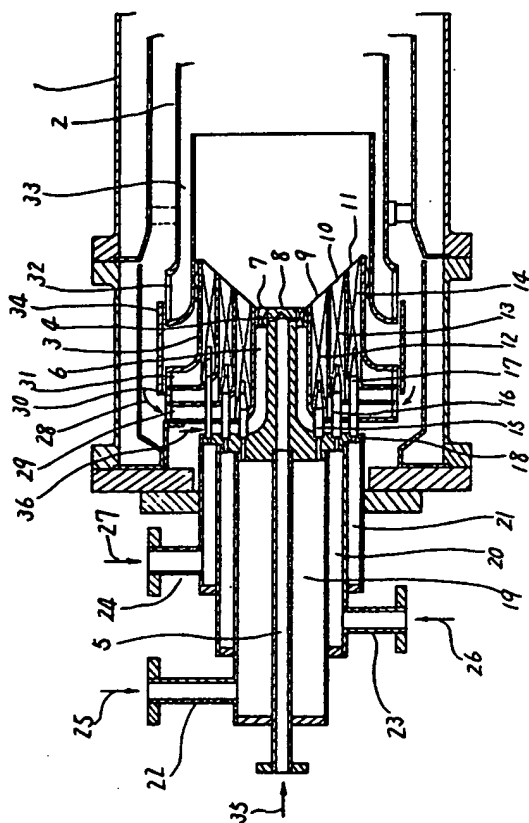
F_P …パイロット燃料、 F_1 …第一段燃料、 F_2 …第二段燃料、 F_3 …第三段燃料、3…予混合バーナ、8…パイロットバーナ、9~11…環状流路部、15~17…燃料ノズル、19~21…燃料チャンバ、29~31…空気導入口、32…空気バイパス開口部、33…空気バイパス環状流路

部、34…空気調節リング。

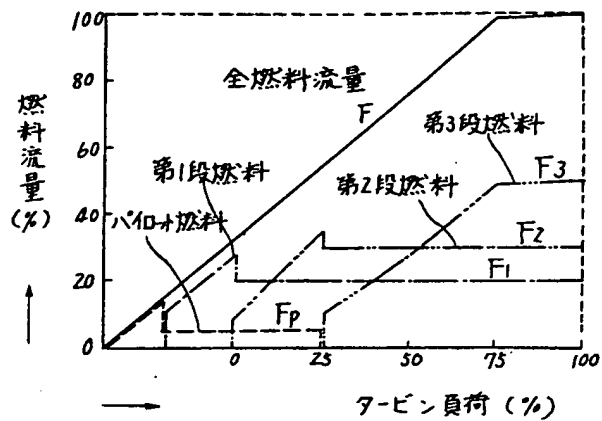
代理人 弁理士 小川勝男



第1図



第2図



第1頁の続き

②発 明 者 橋 本

孝

茨城県土浦市神立町502番地 株式会社日立製作所機械研究所内